



小型無人超音速機の空力特性に関する研究：研究成果報告

著者	羽田 尚太，工藤 摩耶，笹山 容資，溝端 一秀，湊 亮二郎，棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2006
ページ	1-9
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008683

小型無人超音速機の空力特性に関する研究：研究成果報告

著者	羽田 尚太，工藤 摩耶，笹山 容資，溝端 一秀，湊 亮二郎，棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2006
ページ	1-9
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008683

小型無人超音速機の空力特性に関する研究 - 研究成果報告

	羽田 尚太	(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
○	工藤 摩耶	(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
	笹山 容資	(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
	溝端 一秀	(機械システム工学科 助教授)
	湊 亮二郎	(機械システム工学科 助手)
	棚次 亘弘	(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1 研究概要・目的

現在，次世代型超音速旅客機や次世代型宇宙輸送システムの研究開発が先進諸国で進められている．これらの研究開発には，亜音速から極超音速域における推進系，機体系，制御系等の基盤技術に革新をもたらすことが必要であり，そのためには実飛行条件下での実証が重要である．そこで，室蘭工業大学を含む国内 4 大学と JAXA の連携により，研究開発した基盤技術の飛行実証プロジェクトが進められている．マッハ 2 以上の極超音速域における飛行実証は JAXA が担当しており，気球利用型実験機による飛行実証などが計画されている．一方，亜音速から超音速域の飛行実証は大学が担当しており，大学の規模に見合った小型無人超音速機による飛行実証を計画している[1]．同超音速機は全長 3m 程度とされ，亜音速離着陸から超音速巡航（目標マッハ数 1.4 ~ 2.0）の全飛行プロファイル（図 1）を達成することが求められている．

本研究の目的は，革新的な基盤技術を飛行実証するためのフライングテストベッドである，小型無人超音速機の適切な機体形状を見出すことである．2005 年度までに設計した機体形状案は，亜音速巡航性能と超音速巡航性能を両立させることを目指した可変翼式機体形状（K2005 機体）と，超音速実飛行データを取得するための加速飛行性能を重視した固定翼式機体形状（M2005 機体）の 2 つである．これらの機体形状について風洞試験を行い，加速性能や飛行性能を評価した結果，K2005 機体および M2005 機体は超音速への加速飛行が不可能であることがわかった．

以上より，2006 年度はこれら 2 つの機体形状について改良を進めた第二次機体設計案（K2006 機体，M2006 機体）と，Closed Coupled Canard や Area Rule などの要素研究を目的とした機体設計案（O2006 機体）の合計 3 体の機体形状を設計した．そしてこれらの機体形状について風洞試験を行うことによって，亜音速・遷音速・超音速域の空力特性データを取得した．

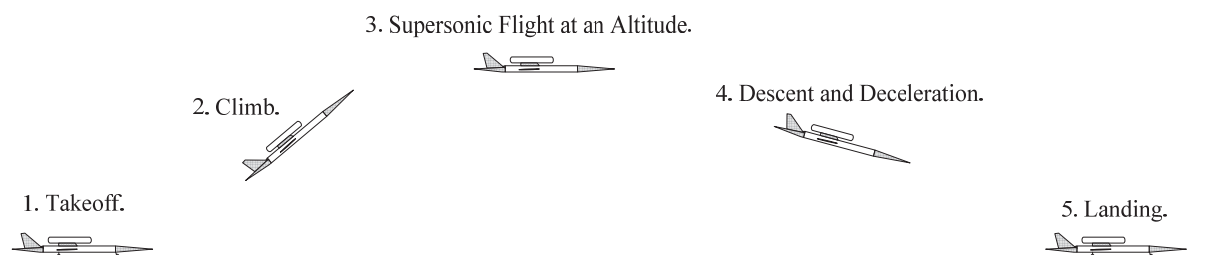


図 1 小型無人超音速機を用いた飛行実験の構想図．

2 小型無人超音速機の空力設計

小型無人超音速機の第 2 次機体設計案として、以下の 3 つの機体形状を設計した。これらの機体形状の空力設計においては、空力推算ツールの DATCOM[2],[3]等を利用し、翼形状に関するパラメトリックスタディ等を実施した。

(1) 機体設計案 1：K 型機体形状（可変後退翼式）

九州大学と室蘭工業大学の共同により、K 型機体形状の第 1 次形状（K2005 機体）[4]のコンフィグレーションを変更し、第 2 次形状（K2006 機体）を設計した。K2006 機体の概観図を図 2 に、その主な諸元を表 1 に示す。この K2006 機体形状には、亜音速域から超音速域にかけての幅広い飛行速度範囲で高い飛行性能を維持させることを目指して、可変後退翼を搭載する。亜音速飛行時にはその主翼前縁後退角を 30 deg.とし、超音速飛行時には同後退角を 56 deg.とする。以下、前者の形態を KL 形態（低速形態）、後者の形態を KH 形態（高速形態）と称す。表 2 に K2005 機体から K2006 機体への主な変更点を示す。

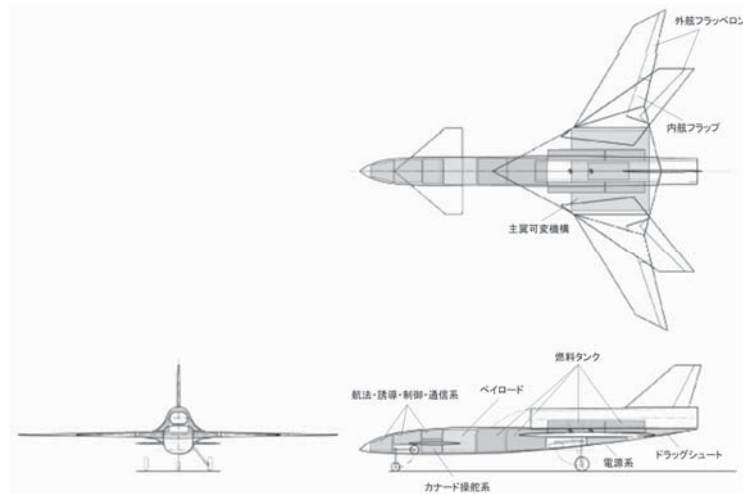


図 2 K 型機体形状（K2006 機体）の概観図（KL 形態，後退角 30deg. / KH 形態，後退角 56deg.）。

表 1 小型無人超音速機の主な諸元。

機体の諸元	K 型機体（K2006）		M 型機体（M2006）	O 型機体（O2006）
	KL（低速形態）	KH（高速形態）		
全長 [m]	3.28 (0.350)	3.28 (0.350)	3.12 (0.545)	3.22 (0.443)
翼幅 [m]	2.80 (0.284)	1.90 (0.219)	1.61 (0.282)	2.20 (0.303)
高さ(離着陸装置を除く) [m]	0.83 (0.104)	0.83 (0.104)	0.52 (0.080)	0.66 (0.091)
空力平均翼弦 [m]	0.65 (0.065)	0.73 (0.071)	0.79 (0.139)	0.98 (0.135)
翼面積 [m ²]	1.55 (0.014)	1.26 (0.013)	0.96 (0.029)	1.64 (0.031)
主翼前縁後退角 [deg.]	30	56	66, 61	53.1
主翼アスペクト比	5.06	2.87	2.71	2.95

（ ）内は風洞模型の諸元。

表 2 K 型機体の変更点 .

変更項目	変更内容	効果
胴体	・ 全体の細胴化	・ 抗力の低減
胴体後部	・ 翼胴接合部やナセル周辺を滑らかな曲面とする	・ 翼胴干渉やナセル抗力の低減
主翼（低後退角翼）	・ 翼面積を約 10%増加	・ 揚力の増加
主翼（高後退角翼）	・ 翼面積を約 5%減少 ・ 後退角の増加	・ 抗力の低減
主翼可変形式	・ 引き込み式の採用	・ トリム抗力低減 ・ 重心移動幅の減少
カナード翼	・ 容積の増大	・ トリム能力の向上

(2) 機体設計案 2：M 型機体形状（固定翼式）

室蘭工業大学の設計による M 型機体形状の第 2 次形状の概観図を図 3 に、その主な諸元を表 1 に示す[5]。M2005 機体の解析結果から、超音速飛行の実現が困難ということが判明したため、M2006 機体は超音速飛行性能を重視し、M2005 機体のデータを踏まえ、機体設計を行った。表 3 に M2005 機体から M2006 機体への主な変更点を示す。

表 3 M 型機体の変更点 .

変更項目	コンフィグレーション	効果
エンジンの搭載数	2 基	・ 推力の増強
エンジンの搭載位置	胴体両脇	・ 燃料の搭載スペースの増加 ・ 偏揺れの不安定性を軽減
胴体形状	楕円形状	・ 胴体の断面積を極力小さくし、抗力の低減をねらう
翼平面形	アロー翼	・ 揚抗比の改善 ・ アスペクト比を小さくし、抗力を低減 ・ 後退角を大きくし、抗力を低減及び抗力発散マッハ数を高める ・ 剛性の確保
翼型	ダイヤモンド翼型	・ 遷音速領域の速やかな通過 ・ 造波抗力の低減
翼の取り付け位置	高翼式	・ 横揺れ安定性の確保

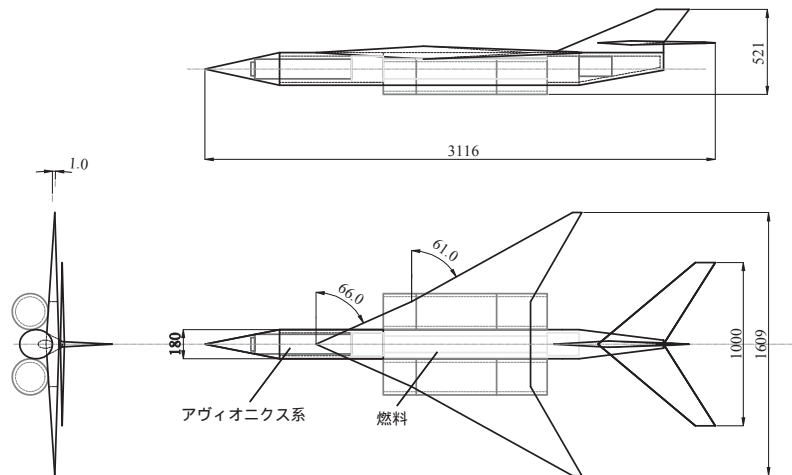


図3 M型機体形状（M2006機体）の概観図．

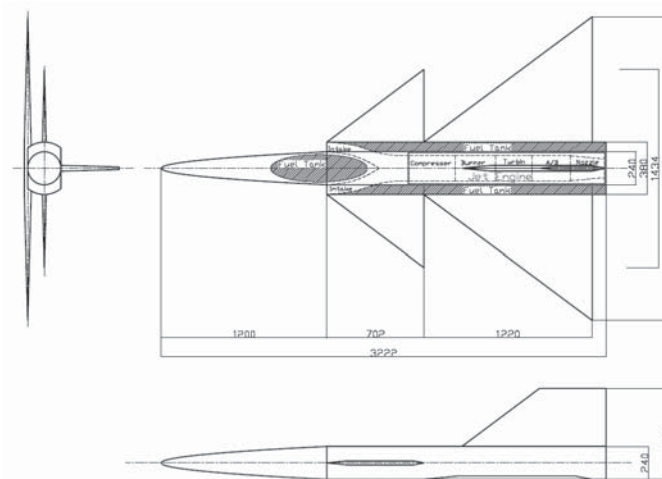


図4 O型機体形状（O2006機体）の概観図．

(3) 機体設計案3：O型機体形状（固定翼式）

大阪府立大学の設計によるO型機体形状の概観図を図4に、その主な諸元を表1に示す[6]．O2006機体のコンセプトはClose Coupled CanardとArea Ruleによる亜音速飛行性能と超音速飛行性能の両立である．Close Coupled Canardは低速飛行時（特に高迎角時）に高い揚力を発生させる効果があるが、超音速飛行を行う際の遷音速域における抗力の急激な増加が問題となる．そこで、胴体にArea Ruleを適用し、遷音速域における造波抗力を削減させ、音速突破および超音速飛行の実現を目指す．また、エンジンは機体中心に配置し、サイドインテークを採用する．

3 風洞試験

本試験では、JAXA宇宙科学研究本部の遷音速風洞（Mach 0.3～1.3）と超音速風洞（Mach 1.5～4.0）を利用して、上述の3つの機体形状の基礎空力特性データを取得する．詳しくは本書の「小型無人超音速飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作」と「JAXA宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験」を参照されたい．

4 研究結果

4.1. 機体の基礎空力特性

風洞試験で得られた各種空力特性データとその解析結果を以下にまとめる．K2006 機体の空力特性を図 5 に，M2006 機体の空力特性を図 6 に，O2006 機体の空力特性を図 7 に示す．本試験における気流のレイノルズ数（主翼 MAC 基準）は，K 型機体模型に関しては $7.5 \times 10^5 \sim 2.15 \times 10^6$ 程度，M 型機体模型に関しては $1.3 \times 10^6 \sim 4.2 \times 10^6$ 程度，O 型機体模型に関しては $1.2 \times 10^6 \sim 4.0 \times 10^6$ であった．

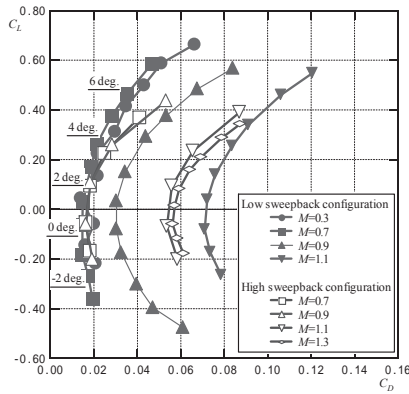
(1) K2006 機体の空力特性

KL 形態と KH 形態の基礎空力特性を図 5 に示す．両図(a)より， $M=0.7$ 以下のマッハ数では両形態の C_D 値に大きな差異は見られない．しかし，低速形態では $M=0.9$ 以上で C_D 値が増加傾向を示し， $M=1.1$ では C_D 値が急増することがわかる．一方，高速形態では $M=1.1, 1.3$ において C_D 値が急増するが低速形態より低い値であることがわかる．更に，マッハ数遷移試験の結果（図 5(b)）より，KL 形態と KH 形態の抗力係数のピークはそれぞれ Mach 1.04, 1.14 付近で生じ，そのピーク値はそれぞれ 0.076, 0.060 であった．以上より，後退角の増大，および翼面積の減少によって抗力が低減されていることがわかる．また， C_D 値の変動傾向から $M=0.7$ 程度で低速形態から高速形態に変更させると効果的であると考えられる．

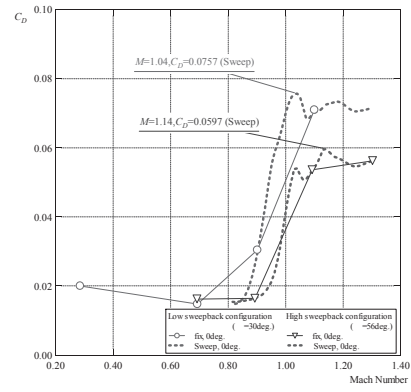
図 5(c)に，Mach 1.1 におけるシュリーレン可視化結果を示す．主流方向は左から右である．同図より，主翼後退角を拡大することによって，主翼前縁で発生する衝撃波が抑制されていることがわかる．（両図には，シュリーレン可視化結果の衝撃波の発生位置と模型の各コンポーネントとの関係を明確にするために，機体模型の写真を重ねている．）

図 5(d)に K2006 機体の揚力特性を示す．同図より，KH 形態よりも KL 形態の方が大きな揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ を示すことがわかる．このことより，亜音速域における主翼後退角の縮小が揚力増大効果をもたらすことが確認できる．また，遷音速域から超音速域にかけては，マッハ数の増加に伴って揚力傾斜が低下する傾向が見られる．

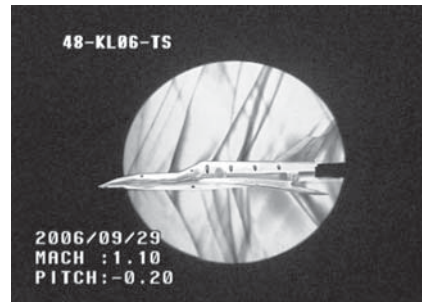
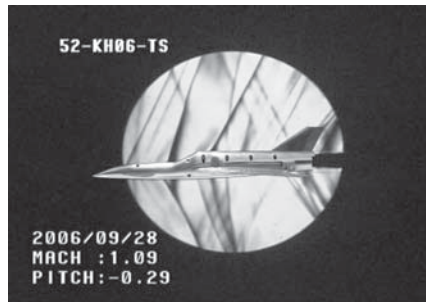
図 5(e)に重心周りのピッチングモーメント特性を，図 5(f)にカナードの操舵特性を示す．なお，頭上げ方向のモーメントを正とする．(e)より，KL 形態での $M=1.1$ 以外の全ての測定マッハ数において，迎角の増加に伴い， C_M が増加しており，両形態とも縦の静安定が得られていない．これはカナード容積の設定不良が原因であると考えられる．(f)より，カナードの舵角を 0deg. から 5deg. へ変化させることにより C_M 値は上昇するが，主翼後退角やマッハ数の変化によるカナードの効果の変動はほとんど見られない．



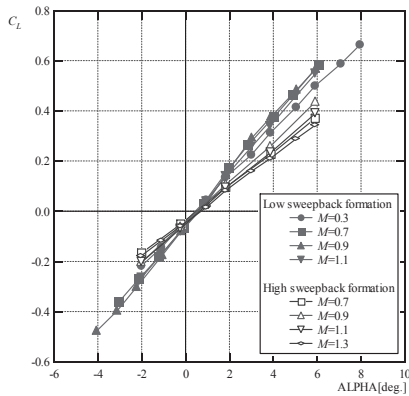
(a) 極曲線 .



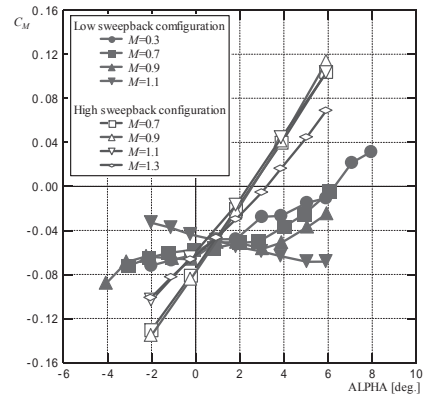
(b) 抗力係数のマッハ数依存性 .



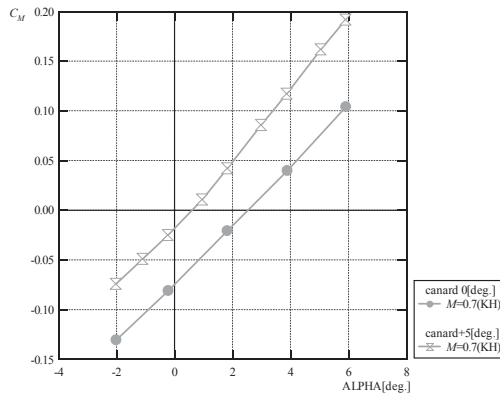
(c) シュリーレン映像 (Mach 1.1, 迎角 0 deg.) (左 : KH 形態, 右 : KL 形態) .



(d) 揚力曲線 .



(e) ピッチングモーメント曲線 .



(f) カナード操舵特性 (Mach 0.7) (左 : KH 形態, 右 : KL 形態) .

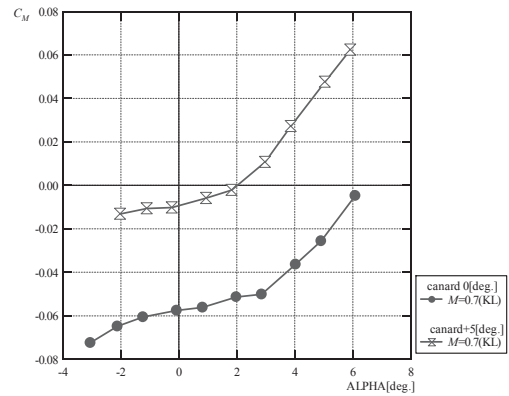


図 4 風洞試験結果 1 : K 型機体の基礎空力特性とシュリーレン可視化結果
(気流のレイノルズ数 : $7.5 \times 10^5 \sim 2.15 \times 10^6$, 主翼 MAC 基準) .

(2) M2006 機体の空力特性

M2006 機体の極曲線を図 6(a)に，マッハ数遷移試験の抗力係数を図 6(b)に示す．両図より，その抗力係数は Mach 1.1 から増加傾向を示し，Mach 1.13 でピーク値 0.081 を示した．抗力係数の値が最大値をとった後は，約 $M=1.7$ まで抗力係数は減り続け，その後一様流マッハ数が増加しても，抗力係数に大きな変動は見られない．

図 6(c)に M2006 機体の揚力特性を示す．同図より，亜音速域における揚力係数よりも，超音速域における揚力係数のほうが高いことが分かる．その揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ は遷音速域に近づくにつれて大きくなり， $M=1.1$ でピークを向かえる．そして遷音速から超音速域に入ると，揚力傾斜が小さくなっていくことが分る．しかし，図 6(d)に示すように揚抗比で見ると，抗力が大きいいため，亜音速域より超音速域の揚抗比の方が小さくなることがわかる．

図 6(e)および(f)に M2006 機体の空力中心周りのピッチングモーメント特性を示す．ただし，空力中心の位置は空力平均翼弦の 50%位置（同図(e)），60%位置（同図(f)）である．(e)より，この機体のピッチングモーメント曲線は亜音速域ではほぼ一定値を取っているが，超音速域では右下がりの傾向が見られる．また，(f)より，超音速域の C_M はほぼ一定の値を示し，亜音速域の C_M は右上がりの様子を示す．以上より，M2006 機体の風圧中心位置は亜音速域ではおよそ MAC50%位置，超音速域ではおよそ MAC60%位置にあるといえる．

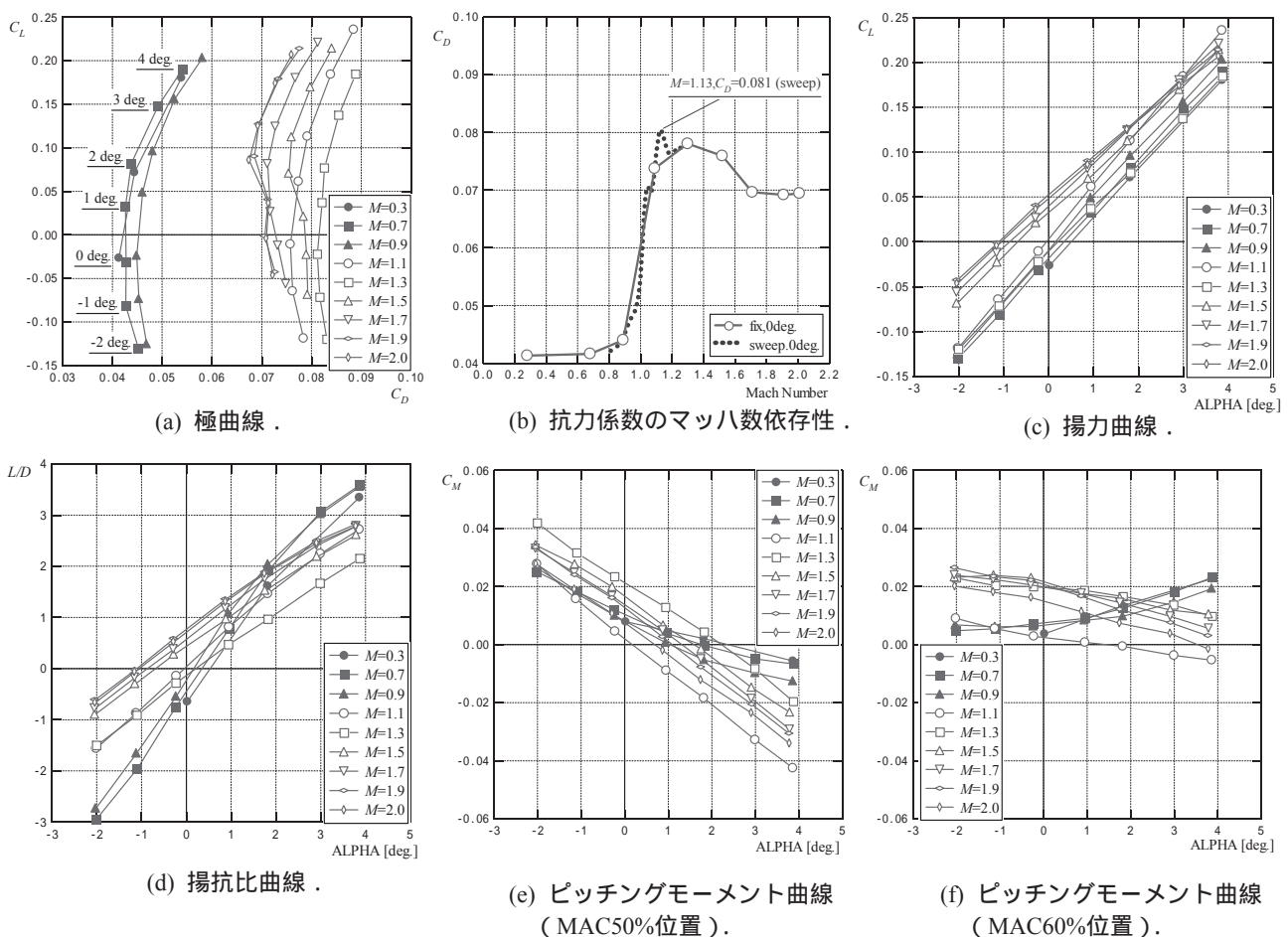


図 6 風洞試験結果 3：M2006 機体の基礎空力特性
（気流のレイノルズ数： $1.3 \times 10^6 \sim 4.2 \times 10^6$ ，主翼 MAC 基準）．

(3) O2006 機体の空力特性

図 7 に迎角 0° のマッハ数に対する抗力係数の変化を示す．図より，Area Rule を適用した形状の方が大きい抗力を示していることが分かる．これは，投影面積を考慮せずに断面積分布を平滑化し，前面投影面積が 25% 増加したことによる．抗力は前面投影面積に比例して増加するが，その増加（ C_D ）は，10% 程度である．したがって，前面投影面積が増加しないように Area Rule を適用すれば遷音速域において 10～25% 程度の抗力削減が見込まれる．

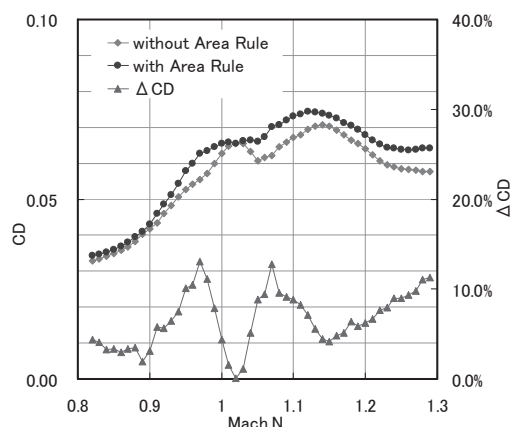


図 7 風洞試験結果 3：O2006 機体の抗力係数のマッハ数依存性
（気流のレイノルズ数： $1.2 \times 10^6 \sim 4.0 \times 10^6$ ，主翼 MAC 基準）．

4.2. 飛行実験の実現可能性の検討

風洞試験で得られた基礎空力特性データと，同機に搭載される予定の小型ターボジェットエンジンの性能推算値[7]（地上静止状態の推力：141 [kgf]）に基づいて，K2006 機体，M2006 機体および O2006 機体の 3 つの機体の推力余裕を検討し，到達可能飛行マッハ数を予測した．その結果，各機体の到達可能飛行マッハ数は表 4 のように推測された．

表 4 各機体の到達可能飛行マッハ数．

		到達可能飛行マッハ数
K2006 機体	KL 形態	0.94
	KH 形態	1.04
M2006 機体		1.58 以上
O2006 機体		0.85

5 まとめ

本研究では，小型超音速無人機の第 2 次機体設計案として，亜音速巡航性能と超音速巡航性能の両立を目指した可変後退翼式の K2006 機体形状と，超音速飛行データの取得を最優先項目として加速飛行性能を重視した M2006 機体形状，Closed Coupled Canard や Area Rule などの要素研究を目的とした O2006 機体形状の 3 つを提案した．そして，JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用して風洞試験を行うことによって，それらの機体の基礎空力特性データを取得

した。その結果、K2006 機体については、機体コンフィグレーションの変更によって、遷音速域から超音速域にかけて大きな抗力低減効果が得られることが確認できたが、縦の静安定が得られていないことがわかった。M2006 機体の揚力係数は亜音速域よりも超音速域のほうが高いが、揚抗比で見ると抗力が大きいので、亜音速域より超音速域の方が揚抗比は低くなることがわかった。また、O2006 機体については、Area Rule を適用した形状の方が、抗力係数が大きくなっており、前面投影面積が増加しないように Area Rule を適用する必要があることがわかった。更に、風洞試験で取得した空力特性データに基づいて、K2006 機体、M2006 機体、O2006 機体を用いた飛行実験の成立性を検討した。その結果、K2006 機体および O2006 機体については、到達可能飛行マッハ数は 0.85 ~ 1.04 程度にとどまることが推測された。M2006 機体については、到達可能飛行マッハ数は 1.58 以上となり、当飛行実験において超音速飛行を達成することが可能であると推測された。

謝辞

この度、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用して風洞試験を実施するにあたり、同宇宙科学研究本部の入門朋子様より、多大なるご協力とご助言を賜りました。

また、本風洞試験で使用した機体模型の製作においては、アジア模型株式会社様、有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様、日鋼デザイン株式会社の山田富士夫様、佐々木和之様、室蘭テクノセンターの花岡裕様より、多大なるご協力とご尽力を賜りました。

この場をお借りして深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，木村博幸，姫野武洋，小林弘明，小島孝之，麻生茂，谷泰寛，新井隆景，「大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想」，第49回宇宙科学技術連合講演会，3E05，広島，2005年11月。
- [2] Digital DATCOM, Public Domain Aeronautical Software (PDAS) CD-ROM, www.pdas.com.
- [3] USAF Stability and Control DATCOM, McDonnell Douglas Corporation and Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [4] 谷泰寛，麻生茂，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，木村博幸，羽田尚太，本郷素行，「小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験」，第49回宇宙科学技術連合講演会，3E07，広島，2005年11月。
- [5] 羽田尚太，棚次亘弘，溝端一秀，湊亮二郎，木村博幸，工藤摩耶，麻生茂，谷泰寛，新井隆景，「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」，平成18年度宇宙輸送シンポジウム，相模原，2007年1月。
- [6] 新井隆景，坂上昇史，岩崎裕之，楠亀拓也，溝端一秀，棚次亘弘，湊亮二郎，「小型超音速飛行実験のための低速域空力性能改善手法の提案」，平成18年度宇宙輸送シンポジウム，相模原，2007年1月。
- [7] 湊亮二郎，戸倉郁夫，棚次亘弘，姫野武洋，小島孝之，小林弘明，「小型超音速無人飛行機のための小型ターボジェットエンジンの予備設計」，第49回宇宙科学技術連合講演会，3E06，広島，2005年11月。